



허브 페어링 형상이 헬리콥터 피탐지성에 미치는 영향: II. RCS

최수민¹, 강성우², 조성진³, 이학진⁴, 명노신⁵

Effect of Hub Fairing Shape on Low Observability of Helicopter: II. RCS

Su Min Choi¹, Sung U Kang², Seong Jin Jo³, Hakjin Lee⁴ and Rho Shin Myong⁵

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University,
Jinju, Rrpublic of Korea

ABSTRACT

Helicopters are facing increasing threats to their survivability due to their relatively low-speed, low-altitude flight characteristics and advances in detection technology. In particular, Radio Frequency (RF) signals, which can detect flying vehicles in a wide range, are a main factor that can significantly hinder the performance of a helicopter's mission. In this study, we designed the hub fairing shape based on the UH-60A hub and then analyzed the RF low-observable performance depending on the presence and shape of the hub fairing. It was confirmed that the application of the helicopter's hub fairing reduced the Radar Cross Section (RCS) significantly and increased RF low-observable performance. In addition, the effects of the hub fairing on the helicopter's aerodynamic and low observability performance were confirmed through a comprehensive analysis of aerodynamic-noise-RCS observability characteristics.

초 록

헬리콥터는 상대적인 저속, 저고도 비행 특성과 탐지 기술이 발달함에 따라 생존성에 대한 위협이 커지고 있다. 특히 비행체를 넓은 범위에서 탐지할 수 있는 Radio Frequency(RF) 신호는 헬리콥터의 임무 수행에 큰 지장을 줄 수 있는 주된 요인이다. 본 연구에서는 UH-60A 허브를 기반으로 허브 페어링 형상을 설계한 후, 허브 페어링 유무 및 형상에 따른 RF 저피탐 성능을 분석하였다. 헬리콥터의 허브 페어링 적용이 Radar Cross Section(RCS)를 상당히 감소시켜 RF 저피탐 성능이 증가함을 확인하였다. 또한 공력-소음-RCS 피탐지성 특성에 대한 종합 분석을 통해 헬리콥터에 대한 허브 페어링의 공력 성능 및 저피탐 효과를 확인하였다.

Key Words : Radio Frequency(라디오 주파수), Radar Cross Section(레이더 포착 면적), Aerodynamic Performance(공력 성능), Hub Fairing(허브 페어링)

1. 서 론

헬리콥터는 활주로 없이 수직으로 이착륙이 가능하며,

신속한 지원 및 정찰 능력을 갖추어 전장에서 다양한 목적으로 사용되어왔다. 하지만 네트워크로 연결된 대공 방어 및 탐지 시스템의 발달은 헬리콥터의 생존성에 위

+ Received : June 30, 2024 Revised : February 5, 2025 Accepted : February 10, 2025

¹⁻³ Graduate Student, ^{4,5} Professor

⁵ Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-1424-6728

© 2025 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

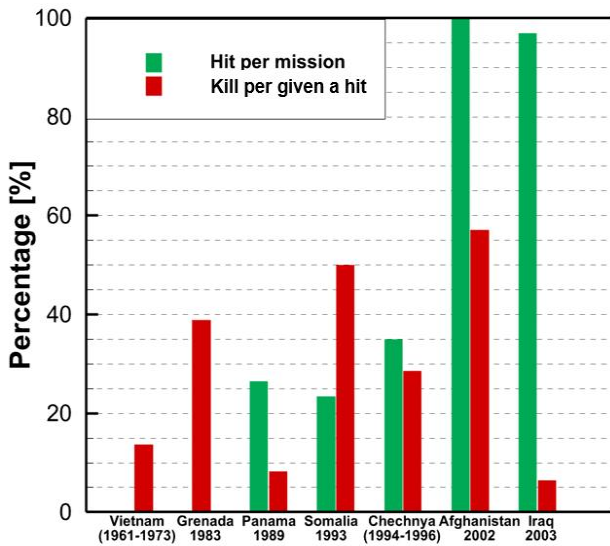


Fig. 1. Helicopter losses in some conflicts and missions[1]

협이 된다. 1961년 베트남전부터 2003년 이라크전까지 각각의 전투에서 손실되거나 피해를 입은 헬리콥터의 비율은 Fig. 1에서 확인할 수 있다. 초록색 그래프의 경우 임무 중 타격을 입었지만, 생존에 성공한 비율을 의미하고 빨간색 그래프의 경우 타격을 입고 생존하지 못한 비율을 의미한다. 과거 1980년도 초반까지는 타격에 의해 생존하지 못한 기체의 수가 압도적으로 많았지만, 헬리콥터의 생존성의 중요성이 대두되어 저피탐 기술이 발전함에 따라 완전 손실된 헬리콥터의 비율이 점차 감소해왔다[1]. 최근에도 지속되고 있는 우크라이나-러시아 전쟁에서는 2022년 2월 24일 개전 이후 4월 1일까지 러시아는 131대 이상의 헬리콥터를 손실한 것으로 알려져 있으며, 여전히 전장에서 헬기에 대한 생존성을 확보할 필요성이 있다고 보여진다[2].

헬리콥터의 생존성에 위협이 되는 요소로는 헬리콥터 탐지에 활용되는 Infrared(IR), Radio Frequency(RF), 소음(Noise) 등이 있는데, RF 신호의 경우 수 km에서 수백 km 범위까지 탐지하기 때문에, 먼 거리에서부터 헬리콥터의 생존성을 위협할 수 있다. 헬리콥터 로터 블레이드의 허브는 RF 탐지 신호에 대한 주요 산란 요소이며, RF에 의한 탐지 신호를 낮추기 위해서는 Radar Cross Section(RCS)을 줄여야 한다[3]. 미 Boeing사에서 개발했던 스텔스 공격 헬리콥터인 RAH-66 Comanche는 설계 당시 RCS를 줄이기 위해 동체와 로터 시스템 구성에 대한 저피탐 설계 기술을 중점적으로 고려하였다[4].

항공무기 체계에 대한 RF 신호 저감을 위해 RCS 특성 분석 및 연구가 다양하게 수행되어왔다. Misirewicz *et al.* [5]는 실린더 형상을 갖는 헬리콥터의 로터 허브 형상을 통해 회전하는 허브의 RF 후방산란 (Backscattering) 신호 특성을 분석하였다. 후방산란 신호는 입사파가 타겟에 충돌한 후 송신기 방향으로 되돌아오는 산란파를 의미한다. 위 선행 연구의 경우 헬리콥터에서 발생한 반

사 에너지가 큰 동체 주위에 허브의 회전으로 인해 발생한 특징적인 RF 후방산란 신호를 확인하였다. Zhou *et al.* [6-11]은 비행체 RCS 저감을 위한 다양한 연구를 수행하였다. Blunt 형상을 기반으로 허브 페어링 높이 및 모서리 반경을 설계 변수로 설정하여 형상에 따른 표면 산란 효과를 확인하고, RCS 저감 특성을 분석하였는데 모서리 반경이 커져 측면의 곡률이 커질수록 RCS가 증가함을 확인하였다. 허브 페어링 형상에 따른 RCS 저감 효과를 분석하였으며, 원뿔대 형상 대비 페어링 측면이 평판을 이루고 기울어진 각이 클수록 평균 RCS를 약 2 dB 줄여 높은 저피탐 성능을 보였다. 또한 헬리콥터의 엔진 흡입구 형상이 변함에 따라 RCS 저감 특성을 분석하여 각진 Intake에 대한 저피탐 성능을 확인하였다. 이외에도 Tandem, Coaxial, Tilt Rotor 헬리콥터에 대한 허브 페어링 등의 변수를 기반으로 블레이드가 회전함에 따라 Time 도메인에서 RCS 추출 및 분석을 수행하였다.

Alves *et al.* [12]는 12.1 GHz에서 반사계수를 최대 22 dB 줄일 수 있는 레이더 흡수재료를 HM-3 Cougar 헬리콥터의 동체에 적용하여 RCS 저감효과를 확인하였다.

국내에서도 RCS 저감 및 분석을 위한 다양한 연구가 수행되고 있다. Song *et al.* [13]은 무인비행체의 Sweep이 적용된 날개와 엔진 흡입구 및 출구 형상 변화가 RCS에 미치는 영향을 분석하였다. Yang *et al.* [14]는 순항 유도탄에 대한 탄두 각도 및 형상 변형을 통해 공력-RCS 최적 설계를 수행하였다.

이 외에도 국내에서 헬리콥터의 RCS 특성 연구도 다양하게 수행되고 있다. Back *et al.* [15]는 헬기의 무장 장착 시 10GHz, 15GHz에서 RCS 특성을 분석하였으며, 무장이 추가될 경우, 전방 부근에서 RCS가 높아짐을 확인하였다. Seo [16]은 소형 헬기에 대한 RCS를 저감시키기 위해 개선된 동체 형상을 설계한 후 전산해석을 수행하였다. 또한 헬기의 기수, 조종석, 파일론, 측면에 레이더 흡수재료 적용을 통해 전방위각에서 RCS 저감효과를 확인하였다.

본 연구에서는 페어링이 없는 UH-60A Blackhawk의 허브 형상을 기반으로 페어링 유무 및 형상에 따른 RCS 분석을 진행하였다. 비교 대상의 페어링은 Circle, Truncated Cone, Octagonal Pyramid 페어링으로 선정하였다. 4가지 허브 및 페어링 형상에 대해 전산 전자기 해석을 수행하며, 형상에 따른 RCS 특성을 분석한다. RCS 특성은 방위각과 고도각 및 편파와 평균 RCS를 고려하여 비교하였다. 또한 헬리콥터 허브 및 페어링은 비행 시 높은 항력을 발생시켜 공력 성능에 영향을 미치고 소음 특성을 변화시킬 수 있으며, 이는 헬리콥터의 생존성에 부정적인 영향을 줄 수 있다. 이러한 이유로 고정확도의 해석 및 분석이 요구된다.

이에 본 연구에서는 기존 연구들에서 다루지 않은 통합 접근법으로, Maxwell 방정식을 직접 푸는 고정확도 MoM/MLFMM 해석을 적용하여 허브 페어링에 의한 산

란 특성을 분석하였다. 마지막으로, 허브 페어링 형상에 대한 피탐지성, 소음 연구 결과를 기반으로 공력-소음-RCS 비교 및 통합 분석을 수행하여 헬리콥터 생존성에 유리한 허브 페어링 형상을 제안하였다.

II. 전산 해석기법

2.1 RCS 해석기법 및 평균 계산

헬리콥터 메인로터의 허브 페어링 형상에 대한 RCS 해석을 위해 Maxwell 방정식 기반의 상용 소프트웨어인 Altair FEKO 2022.1.1을 이용하였다. 전자기 산란 문제를 해결하기 위해 사용되는 Moment of Method(MoM)는 Maxwell 방정식의 적분형을 직접 해석하기 때문에 매우 정확하다. 하지만 $O(N^2)$ 의 계산량으로 파장 대비 큰 구조물에 대해서는 상당히 많은 계산시간과 메모리가 소모된다. 본 연구에서는 Maxwell 방정식의 적분형을 $O(N \log N)$ 의 계산량으로 효율적인 해석이 가능한 Multilevel Fast Multipole Method(MLFMM)을 적용하였다. 해당 기법은 복잡한 구조의 허브 페어링에 대해 다중반사(Multiple Reflection), 모서리 회절(Edge Diffraction) 등의 산란 문제를 해결할 수 있다.

$$\int_{\partial\Omega} \mathbf{E} \cdot d\mathbf{l} = -\frac{d}{dt} \iint_{\Sigma} \mathbf{B} \cdot d\mathbf{S} \quad (1)$$

$$\int_{\partial\Omega} \mathbf{H} \cdot d\mathbf{l} = \frac{d}{dt} \iint_{\Sigma} \mathbf{D} \cdot d\mathbf{S} + \iint_{\Sigma} \mathbf{J} \cdot d\mathbf{S} \quad (2)$$

$$\iint_{\partial\Omega} \mathbf{D} \cdot d\mathbf{S} = \iiint_{\Omega} \rho dV \quad (3)$$

$$\iint_{\partial\Omega} \mathbf{B} \cdot d\mathbf{S} = 0 \quad (4)$$

$$\iint_{\partial\Omega} \mathbf{J} \cdot d\mathbf{S} = -\frac{d}{dt} \iiint_{\Omega} \rho dV \quad (5)$$

위 식은 Maxwell 방정식의 적분형을 나타낸다. 식에서 \mathbf{E} 와 \mathbf{H} 는 각각 전기장(Electric Field Intensity)과 자기장(Magnetic Field Intensity), \mathbf{D} 와 \mathbf{B} 는 각각 전기변위장(Electric Flux Density)과 자기 선속 밀도(Magnetic Flux Density) 그리고 ρ 와 \mathbf{J} 는 각각 자유 전하 밀도(Electric Charge Density)와 자유 전류 밀도(Electric Current Density)를 나타낸다.

본 논문에서 사용한 적분방정식은 전기장 적분방정식(Electric Field Integral Equation)으로 식 (6)과 같이 나타낸다. ω 는 각주파수(Angular Frequency)를, ϵ 과 μ 는 자유공간(Free Space)에서 유전율(Permittivity) 및 투자율(Permeability)을 나타내며, r 과 r' 은 각각 관측점과 소스 거리 벡터를 나타낸다. $\mathbf{J}_s(r')$, $\mathbf{I}_c(r')$ 그리고 $\mathbf{M}_s(r')$

은 각각 전기 표면 전류(Electric Surface Current), 전기 선형 전류(Electric Line Current) 그리고 자기 표면 전류(Magnetic Surface Current)를 나타내고 $G(r, r')$ 는 그린 함수(Green Function)를 나타낸다[17, 18].

$$\begin{aligned} \mathbf{E}(r) = & -\frac{j}{4\pi\epsilon\omega} \left[\nabla \iint_{A'} (\nabla' \cdot \mathbf{J}_s(r')) \cdot G(r, r') dA' \right. \\ & \left. + \nabla \int_{L'} \frac{\partial I_c(r')}{\partial t'} \cdot G(r, r') dl' \right] \\ & - j\omega \frac{\mu}{4\pi} \left[\iint_{A'} \mathbf{J}_s(r') \cdot G(r, r') dA' \cdot G(r, r') dl' \right. \\ & \left. + \int_{L'} I_c(r') \cdot \hat{l}' \right] \quad (6) \\ & - \frac{1}{4\pi} \nabla \times \iint_{A'} \mathbf{M}_s(r') \cdot G(r, r') dA' \end{aligned}$$

위 적분방정식을 기반으로 계산되는 RCS(Radar Cross Section)의 경우, 식 (7)과 같이 표현된다. 분자 항의 산란 전기장의 경우 주파수(Frequency), 편파(Polarization) 그리고 입사 각도(Incident Angle)를 주요 변수로 결정되며, RCS 역시 이 3개의 변수에 의한 함수로 표현된다.

$$\sigma = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 \frac{|E_s|^2}{|E_i|^2} \quad (7)$$

해석을 통해 얻은 RCS의 평균값을 산출할 때는 산술평균(Arithmetic Mean)과 기하평균(Geometric Mean) 방식을 고려할 수 있다. 기하평균은 $RCS(m^2)$ 에 대한 값들을 $10 \log_{10}(RCS(m^2))$ 으로 변환한 후 평균값을 계산하기 때문에 높은 $RCS(m^2)$ 값에 대한 영향이 줄어든다. 반면에, 산술평균은 $RCS(m^2)$ 값들을 평균한 후 $10 \log_{10}(RCS(m^2))$ 변환을 수행하여 높은 RCS를 보이는 특정 방위각에서의 영향이 커진다. 이러한 평균 RCS는 주파수, 편파, 입사 각도를 변수로 하는 RCS 값에 의해 결정된다. 또한 두 평균값에 대한 차이를 통해 특정 방위각 구간에서 높은 RCS를 파악할 수 있다. 이는 두 평균 RCS 값의 차이가 매우 크게 발생할 경우, 특정 입사각에서 높은 $RCS(m^2)$ 를 유발하는 것으로 볼 수 있기에 RCS 저감을 위한 설계 측면에서는 산술평균과 기하평균을 모두 고려해야 한다[19, 20].

III. 해석 모델링 및 경계 조건

3.1 해석 모델 및 허브 페어링 형상

본 연구에서 선정한 헬리콥터의 허브 및 페어링 형상에 대한 정보는 Fig. 2에 모델링 형상과 함께 나타내었다. 페어링이 적용되지 않은 UH-60A의 Original 허브 1개와 허브를 차폐할 수 있는 허브 페어링 형상은 Circle, Truncated Cone, Octagonal Pyramid로 총 3개의 모델링에 대한 해석을 수행하였다. Circle 및 Truncated Cone

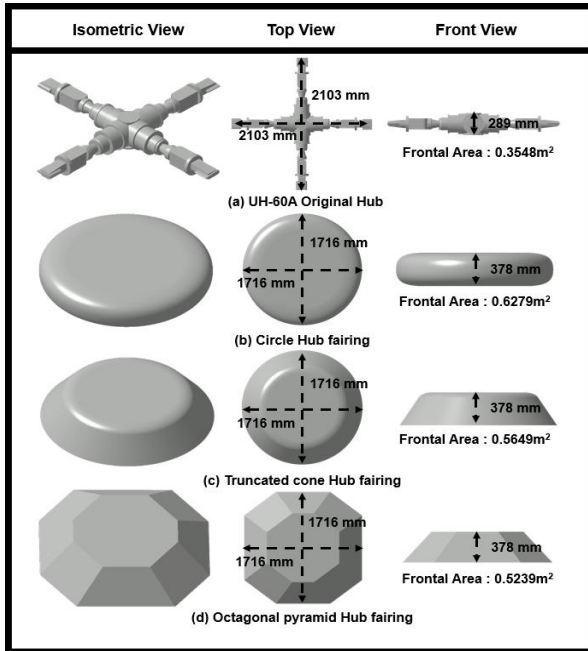


Fig. 2. Geometry configurations of hub and fairing

페어링의 경우 차세대 기동 헬리콥터인 SB>1 Defiant와 공격 헬리콥터인 RAH-66 Comanche의 허브 페어링 형상을 기반으로 설계하였다. Octagonal Pyramid 페어링의 경우는 측면 기울기를 120°로 설정하여 RCS에 대한 저감 효과를 극대화 할 수 있도록 설계하였다. 페어링 규격의 경우 가로와 세로의 길이는 모두 1,716 mm로, 높이는 378 mm로 설계하였다.

또한 해석에 앞서 항력에 대한 기준을 잡기 위해 Fig. 2의 우측 정면 뷰(Front View)에서 바라본 정면 면적(Frontal Area)을 확인하였다. Original 허브에서 0.3548 m²로 모델링 형상 중에서 가장 작으며, Circle 형상은 0.6279 m²로 가장 큰 정면 면적을 차지하였다. 또한 Truncated Cone, Octagonal Pyramid 페어링은 각각 0.5649 m², 0.5239 m²로 페어링 형상 중에서는 Octagonal Pyramid의 정면 면적이 가장 작게 설계되었다.

3.2 RCS 해석 경계조건

메인로터의 허브 페어링 형상에 대한 RCS 해석을 위해 Table 1과 같이 해석조건을 설정하였다. 해석에 사용

Table 1. Analysis conditions of RCS

Radar System Parameters	Conditions
Radar type	Mono-static Radar
Frequency	X-band 10GHz
Polarization	VV, HH
Material	Perfect Electric Conductor
Azimuth Angle	0° ~ 360°
Elevation Angle	-15° ~ 15°
Interval	1°

된 레이더는 송수신기가 동일한 Mono-static Radar, 주파수는 군에서 많이 사용되는 파장 대역인 X-band의 10 GHz를 선정하였다.

레이더 전자기파의 송수신 편파는 VV와 HH 두 경우를 고려하였다. 탐지 각도는 방위각 0° ~ 360°, 고도각 -15° ~ 15°, 각각 1° 간격으로 전산 해석을 수행하였으며, 표면 Mesh Size는 λ/12로, 약 2,200,000개 생성하였다.

IV. 전산 해석 결과

4.1 RCS 전산 해석자 검증

RCS 해석자 검증을 위해 0.252 m의 NASA Almond 형상을 사용하였다[21]. Mono-static Radar로 방위각 0° ~ 180°의 범위를 지정하여 MLFMM에 대한 해석을 수행하였다. 해석 주파수는 9.92 GHz로 평면파(Plane Wave)는 VV와 HH 편파를 적용하였다. Fig. 3은 Almond 형상에 대한 MLFMM과 실험 결과를 나타낸다. 해석 결과를 통해 MLFMM에 대한 후방산란(Backscattering), 모서리 회절(Edge Diffraction) 효과 등의 해석 정확도가 전방위에 걸쳐 높은 신뢰성을 확인할 수 있다.

4.2 허브 페어링 형상에 따른 RCS 특성 비교

4.2.1 허브 페어링 형상에 따른 RCS 분석

Figure 4는 허브 페어링 형상에 따른 VV 편파(Polarization)의 RCS 결과이다. Original 허브의 경우 직각 구조를 이루고 이로 인한 코너 반사판에서 보강간섭이 발생하며, 또한 불규칙 적인 산란체 구조에 의해 넓은 방위각에 걸친 산란이 발생하기 때문에 페어링 형상 대비 얇고 작은 부피 형상임에도 불구하고 높은 RCS 결과를 보였다. 또한 입사파와 수직한 표면 요소에 의해 정반사(Specular Reflection)가 발생하는 0°, 90°, 180°, 270°에서 큰 RCS를 보였다.

Circle 페어링은 전방위 각에서 약 0 dBsm의 일정한

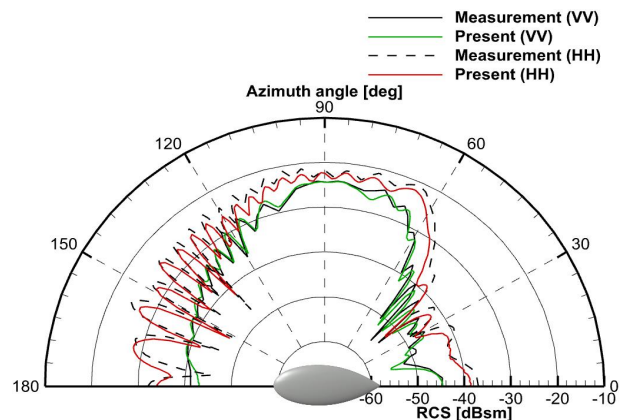


Fig. 3. RCS of NASA almond for VV and HH-Polarization

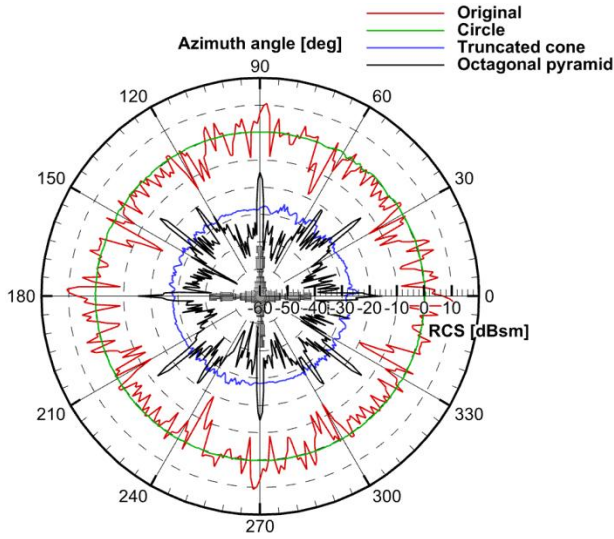


Fig. 4. RCS of hub fairing for VV-Polarization in azimuth angle

RCS를 보였으며, Original 허브 형상과 유사한 RCS 결과를 보였다. 반면에, Truncated Cone과 Octagonal Pyramid 페어링에서 30 dBsm 내외의 RCS 감소 효과를 확인하였다. 입사파가 표면에 충돌함과 동시에 기울어진 표면으로 인해 후방산란(Backscattering) 에너지보다 입사파와 반대의 방향으로 반사한 에너지가 더 많기 때문이다. Truncated Cone 페어링은 Circle 페어링과 같이 회전축 기준으로 대칭이기 때문에 전방위 각에서 유사한 RCS를 보였다.

Figure 5는 허브 페어링에 대한 HH 편파의 RCS 해석 결과이다. 모든 형상에서 VV 편파의 결과와 유사한 경향성을 보인다.

Original 허브와 Circle 페어링은 두 편파 해석 결과, RCS

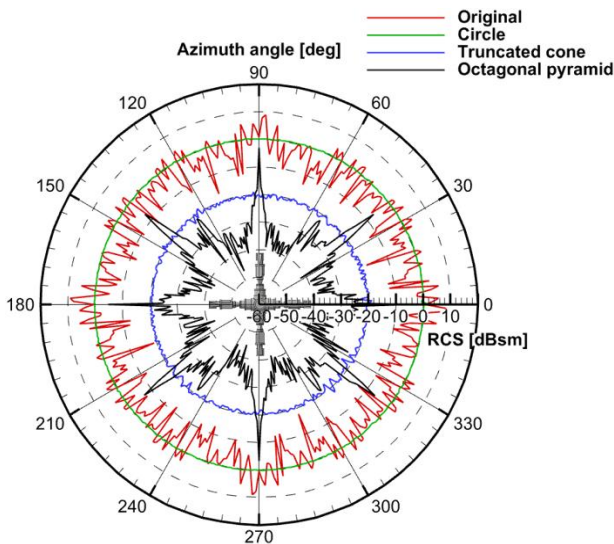


Fig. 5. RCS of hub fairing for HH-Polarization in azimuth angle

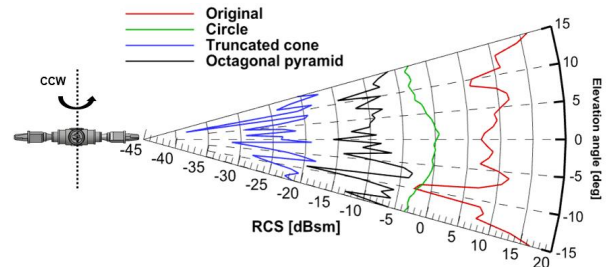


Fig. 6. RCS of hub fairing for VV-Polarization in elevation angle

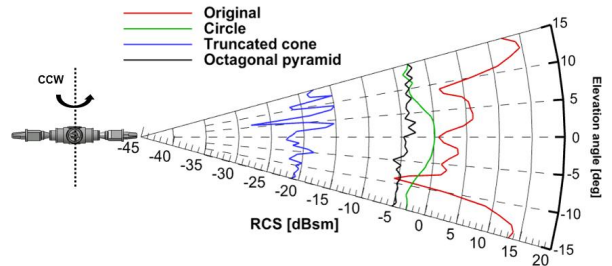


Fig. 7. RCS of hub fairing for HH-Polarization in elevation angle

차이는 미미하지만, Truncated Cone과 Octagonal Pyramid 페어링은 HH 편파인 경우에서 더 높은 RCS를 보였다. 이는 Truncated Cone과 Octagonal Pyramid 페어링 형상의 하단 모서리에서 VV 편파 대비 HH 편파에서 모서리 산란파가 강하게 발생하기 때문에 RCS Peak 지점이 발생한 것으로 판단된다. 또한 Original 허브의 경우 방위각 0° ~ 90° 사이 범위에서는 정반사 영향이 미미한 입사각임에도 불구하고 RCS Peak 지점 못지않게 높은 RCS 경향성을 보였다. 이는 0° ~ 90° 범위에서 발생하는 다중반사(Multiple Reflection)에 의해 산란파가 전방으로 쏠어나가지 못하고 다시 입사 방향으로 산란되어 돌아오기 때문으로 판단된다.

Figure 6, Fig. 7은 각각 편파별 고도각에 따른 RCS를 나타내며, 방위각 0°에서 해석 결과이다. 두 편파 모두 Original 허브에서 더욱 높은 RCS를 보이며, 입사각이 커질수록 Twist가 적용된 평판 요소의 정반사 영향이 커짐에 따라 RCS가 증가함을 확인할 수 있다. Octagonal Pyramid 페어링의 경우 Truncated Cone 페어링보다 높은 RCS를 보이는데 이는 정반사와 모서리 회절을 발생시키는 평판구조가 많기 때문으로 판단된다.

4.2.2 산술평균 및 기하평균 RCS 특성

Table 2는 편파별 허브 페어링에 대한 산술평균(Arithmetic Mean) 및 기하평균(Geometric Mean)과 차이값을 나타낸다. 해당 테이블의 입사각 범위는 고도각 0°인 경우에 전방위각(0° ~ 360°)에 따른 산술 및 기하평균 RCS를 나타낸다. Original 허브와 Circle 페어링을 비교한 경우, 기하평균에서는 Original 허브에서 약 2 dB 낮지만, 산

Table 2. Comparison of hub fairing mean RCS in azimuth angle

Hub Fairing	Geometric Mean [dBsm]	Arithmetic Mean [dBsm]	Difference [dB]
Original	-1.9178	0.9748	2.8926
Circle	0.1867	0.1896	0.0029
Truncated Cone	-27.844	-27.745	0.0991
Octagonal Pyramid	-34.064	-26.389	7.6749

(a) VV-Polarization

Hub Fairing	Geometric Mean [dBsm]	Arithmetic Mean [dBsm]	Difference [dB]
Original	-2.5343	0.0825	2.6168
Circle	0.1559	0.1605	0.0046
Truncated Cone	-20.523	-20.461	0.0612
Octagonal Pyramid	-30.674	-19.745	10.929

(b) HH-Polarization

술평균에서는 0.8 dB 가량 더 높은 결과를 보인다. 두 평균 차는 0.0029 dB를 보이는 Circle 페어링에서 전 방위각에 따라 더 균일한 RCS 분포를 갖기 때문이다.

Truncated Cone과 Octagonal Pyramid 페어링의 경우 앞의 두 형상 대비 낮은 산술 및 기하평균 RCS를 보인다. 또한 기하평균에서는 Octagonal Pyramid 페어링이 6 dB 이상 낮은 값을, 산술평균에서는 Truncated Cone 페어링이 1 dB 이상의 낮은 값을 보였다. 두 평균값 차이는 0.0991 dB로 더 작은 Truncated Cone 페어링이 전 방위각에 걸쳐 균일한 RCS 분포를 보였기 때문이며, 이는 Octagonal Pyramid 페어링 형상 대비 특정 각도에서 RCS Peak가 약하게 발생하는 현상이 원인인 것으로 판단된다.

Table 3에서 고도각에 따른 RCS 평균값 비교 결과를 볼 수 있다. 해당 테이블의 입사각 범위는 방위각 0°인 경우에 고도각 -15° ~ 15°에 따른 평균 RCS를 나타낸다. 두 편파에서 Truncated Cone 페어링의 평균 RCS가 약 20 dBsm 내외로 가장 낮게 도출되었다. Octagonal Pyramid 페어링은 더 높은 RCS 경향성을 보였다. 기하평균과 산술평균의 차이값은 VV 편파에서 0.2028 dB를 갖는 Circle, HH 편파에서 0.1061 dB를 갖는 Octagonal Pyramid 페어링이 가장 낮았다.

또한 Original 허브 및 Circle 페어링 형상은 HH 편파에서 더 낮은 RCS 경향성을 보였으며, 반대로 Truncated Cone 및 Octagonal Pyramid 페어링 형상은 HH 편파에서 더 높은 경향성을 보였다.

4.2.3 편파에 따른 RCS 특성

높은 RCS를 보이는 전방에 대한 기체의 방위각 0°에서 편파별 RCS를 Fig. 8에 나타내었다. Fig. 8(a)에서

Table 3. Comparison of hub fairing mean RCS in elevation angle

Hub Fairing	Geometric Mean [dBsm]	Arithmetic Mean [dBsm]	Difference [dB]
Original	9.0369	10.495	1.4582
Circle	-1.6907	-1.4879	0.2028
Truncated Cone	-23.563	-21.984	1.5796
Octagonal Pyramid	-9.3561	-8.1223	1.2338

(a) VV-Polarization

Hub Fairing	Geometric Mean [dBsm]	Arithmetic Mean [dBsm]	Difference [dB]
Original	5.7365	8.7936	3.0571
Circle	-1.9088	-1.7112	0.1975
Truncated Cone	-19.956	-19.156	0.8004
Octagonal Pyramid	-4.1690	-4.0629	0.1061

(b) HH-Polarization

확인할 수 있는 dBsm 및 Fig. 8(b)의 m^2 에 대한 두 RCS 해석 결과 모두 Original 허브에서 가장 높은 값을 보였다. 특히 VV 편파에서 Truncated Cone 페어링의 RCS(m^2) 값은 Original 허브 대비 약 3,546배 낮은 결과를 보였으며, Fig. 8(b)의 확대한 영역을 통해 확인할 수 있다. 또한 Octagonal Pyramid 페어링의 경우 Truncated Cone 페어링보다 높은 결과를 보였다. 이는 Octagonal Pyramid 페어링에서 비교적 입사파를 수직, 수평하게 산란시키는 모서리가 많기 때문에, 모서리에 대한 산란 에너지가 크게 발생한 것으로 판단된다.

두 편파 간에 일관적인 차이를 확인할 수 있는데 Original 허브와 Circle 페어링은 HH 편파보다 VV 편파에서 높은 값을, 반대로 Truncated Cone과 Octagonal Pyramid 페어링은 HH 편파가 높은 결과를 보였다. 이는 허브 페어링의 표면 요소와 모서리에 대한 수직 수평 구조가 관련되어 있음을 의미한다.

Circle 페어링의 경우는 모서리가 없고, 상하부도 대칭적인 형상이기에 편파별 RCS 차이는 크게 나타나지 않은 것으로 보인다. 하지만 그 외의 형상에 대한 RCS 차이를 분석하기 위해서는 구조적 특성을 고려할 수 있다. 방위각 0°에 대한 입사파 기준으로 Original 허브에서는 비교적 수직한 모서리 구조를 많이 이루고 있고, Truncated Cone과 Octagonal Pyramid 페어링은 수평한 모서리 구조가 많이 분포되어 있다. 이로 인해 특정 방향 모서리가 많은 형상일수록 편파에 따른 RCS 차이가 커지는 결과를 보였다[22].

Figure 9는 허브 페어링 형상에 따른 표면 전류(Surface Current)에 대한 Contour를 나타낸다. 허브 페어링의 상

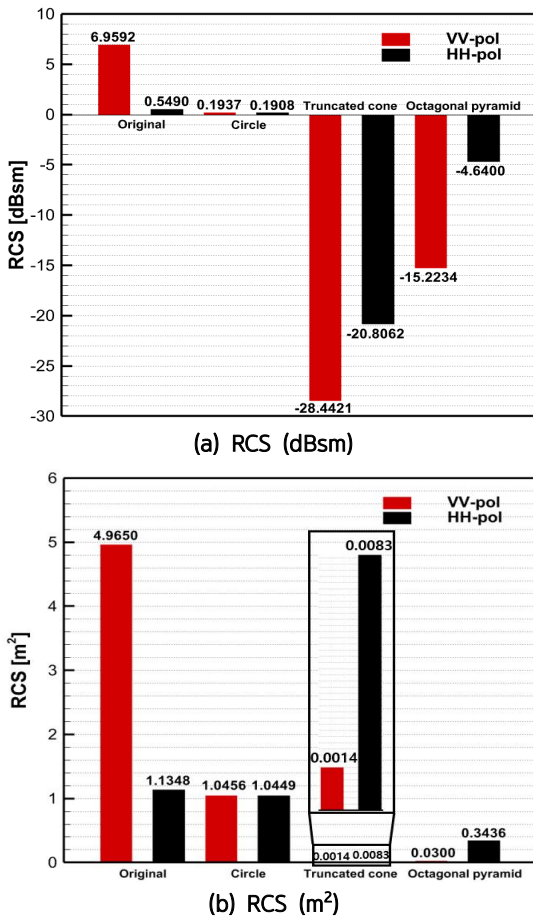


Fig. 8. RCS of hub fairing at azimuth angle 0 deg

단 그림이 VV 편파, 하단 그림이 HH 편파이다. VV 편파의 경우 허브 페어링의 상하부 너머의 후방 영역까지 넓은 유도 전류가 분포하며, 반면에 HH 편파는 측면 방향의 후방 너머에 넓은 유도 전류가 분포하였다.

이는 특히 Original 허브에서 편파의 방향에 따른 평판 및 모서리 회절 효과가 두드러지는 것을 확인할 수 있다. 또한 Truncated Cone 및 Octagonal Pyramid 페어링의 경우 HH 편파에서 수평한 모서리에 대해 유도 전류량이 높은 것을 확인할 수 있다.

Truncated Cone과 Octagonal Pyramid 페어링의 방위 각 0°에 대한 표면 전류는 VV 편파에서 더 강하게 발생하였다. 하지만 RCS 값은 HH 편파에서 더 높은 결과를 보였는데, 이는 표면 유도 전류가 강하게 생성되더라도 기울어진 표면 요소에 의해 반사파가 레이더 방향으로 높은 Gain을 얻는 것은 아니기 때문으로 판단된다.

V. 허브 페어링 형상에 따른 피탐지성 비교

5.1 허브 페어링의 공력-소음-RCS 영향

본 연구에서는 헬리콥터 허브 페어링에 따라 Radio Frequency

(RF) 신호에 대한 피탐지성에 초점을 맞추어 연구를 수행하였다.

하지만 서론에서 언급했던 것과 같이 허브 페어링에서 발생할 수 있는 피탐지 요소는 RF 혹은 소음(Noise)을 고려할 수 있다. 허브 페어링을 적용하거나 페어링 형상이 변함에 따라 헬리콥터에 대한 공력과 소음 성능에 영향을 줄 수 있다. 이는 헬리콥터의 기동성에도 치명적인 영향을 줄 수 있으며, 이에 대한 부분은 허브 페어링 형상이 헬리콥터 소음에 미치는 영향에 대한 연구[23] 수행 결과를 바탕으로 공력-소음-RCS 종합 분석을 수행하였다.

5.2 허브 페어링 형상에 따른 공력 특성 비교

헬기의 메인 로터 블레이드 허브 및 페어링은 비행 시 상당한 항력을 발생시킬 수 있다. 이때 발생하는 항력은 크게 압력항력(Pressure Drag)과 마찰항력(Friction Drag)으로 나눌 수 있다. 하지만 Circle 허브를 제외한 나머지 형상들은 전면부에 크고 불규칙적인 모서리 구조를 갖기 때문에 전방 모서리를 지난 직후 유동박리(Flow Separation)가 발생한다. 이는 허브 페어링의 상하부에서 유동에 의한 마찰항력 대비 전후방 압력 차에 의한 압력항력이 더 지배적일 수 있다.

공력-소음 해석의 경우 비행 속도 및 메인 로터 블레이드의 허브 및 페어링이 회전하는 조건은 Table 4에서 확인할 수 있다[23]. 기체의 비행 속도는 79.54m/s, 블레이드의 허브 및 페어링의 회전수는 258 rpm으로 설정하였으며, 총 회전수는 10회 수행하였다.

Figure 10은 허브 페어링 형상에 따른 압력(Pressure) Contour를 나타낸다. 해당 그림을 통해서 허브 페어링의 전방 및 후방 압력 차이를 확인할 수 있는데, Original 허브와 Octagonal Pyramid 페어링에서 상당히 높은 압력 차가 발생하였다. 특히 Original 허브의 전진면(Advanced Surface)에서 최대 압력이 발생하는데 이는 전진 비행 시 유입되는 유동뿐만 아니라 회전하면서 발생하는 유동에 노출되는 면이 많기 때문인 것으로 판단된다. 또한 Original 허브는 불규칙한 표면 및 모서리에서 비대칭적인 압력 분포를 보였다. 이와 달리 Circle 페어링에서 전면 압력

Table 4. Flight and rotation test condition

Property	Value
Rotation Speed	258 RPM
Flight Speed	79.54 m/s
Total Revolution	10 Rev.
Renolds Number	6.9×10^6

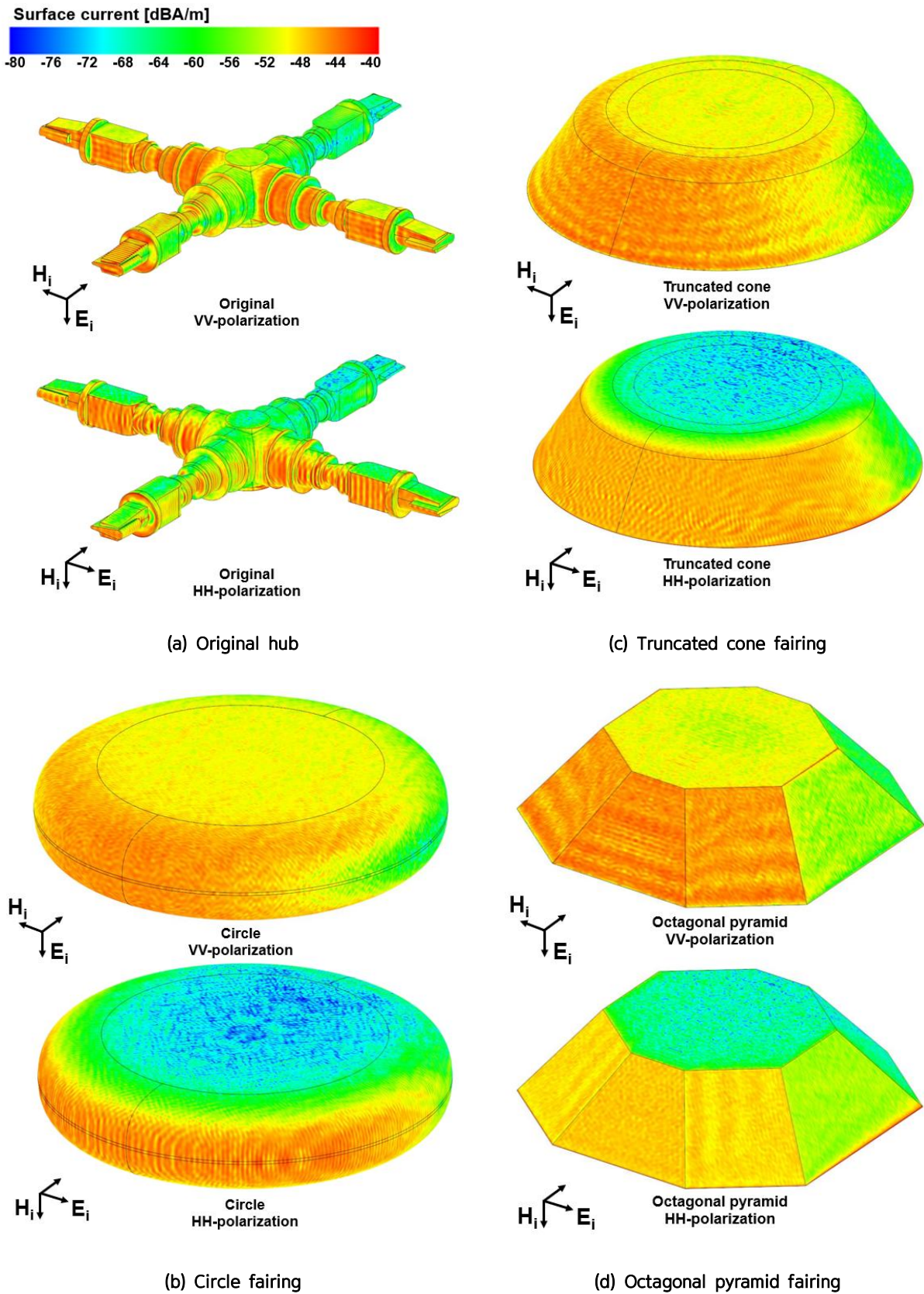


Fig. 9. Surface current of hub fairing at azimuth angle 0 deg

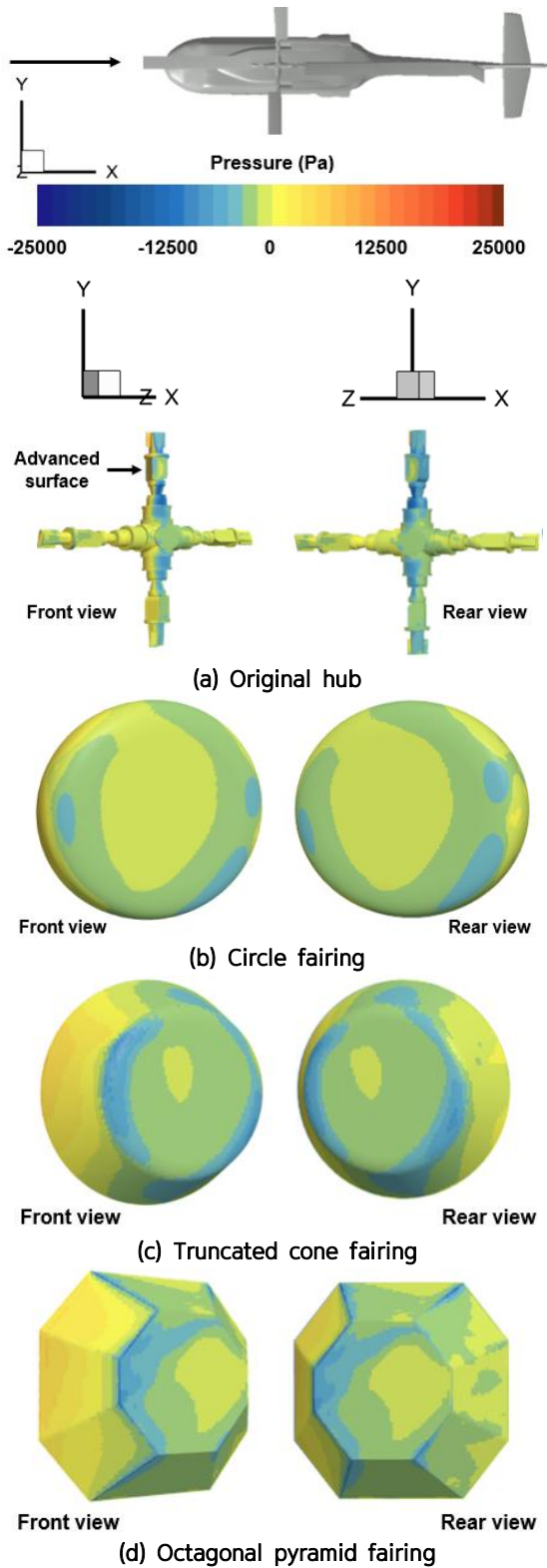


Fig. 10. Pressure contour of UH-60A hub fairing

이 가장 낮게 분포하였으며, 페어링 전후방에 대한 압력 차 또한 가장 작았다.

Table 5를 통해서 허브 페어링 형상에 따른 평균 항

Table 5. Average drag of UH-60A based on hub fairing shape

	Original	Circle	Truncated Cone	Octagonal Pyramid
Drag [N]	10351	9575.6	10060	10263

력을 확인할 수 있다. 블레이드의 방위각에 따라 기체 전체에 가해지는 항력 분포를 확인할 수 있으며, Circle 페어링에서 가장 낮은 항력을 보였다. 이는 상하부의 대칭 유선 형상에서 유동 흐름이 안정적이고, 페어링 전후방의 압력 차에 의한 압력항력이 가장 낮기 때문이다.

일반적으로 날개가 있는 헬리콥터의 항력계수(C_D)는 항력을 동압(Dynamic Pressure)과 기준면적(S)인 블레이드의 회전 디스크 넓이를 나누어 구한다. 하지만 헬리콥터의 동체 혹은 허브와 같이 기준면적을 선정하는데 모호한 경우 단순히 항력을 동압(q)으로 나눈 등가평판면적(Drag Area)을 사용하여 항력을 정의한다[24].

Figure 11과 같이 허브 페어링 형상에 따른 등가평판면적을 계산하였다. 전체 형상에 대한 최대 등가평판면적은 Original 허브에서 2.5553 m^2 , Circle 페어링에서 2.3639 m^2 로 가장 낮은 결과를 확인할 수 있다. 허브 페어링 형상만 고려한 경우, 마찬가지로 Circle 페어링에서 0.1646 m^2 로 가장 낮은 결과를 보였다. 또한 Original 허브, Circle, Truncated Cone 그리고 Octagonal Pyramid 페어링이 전체 항력에 미치는 비율은 각각 11.98%, 6.96%, 11.13%, 13.68%로 Circle 형상과 Original 허브의 항력 비율은 약 5%의 차이를 보였다.

Circle 페어링의 경우 가장 낮은 항력을 보인 반면에, 페어링이 적용되지 않은 Original 허브와 Truncated Cone 및 Octagonal Pyramid 페어링은 전후방의 높은 압력

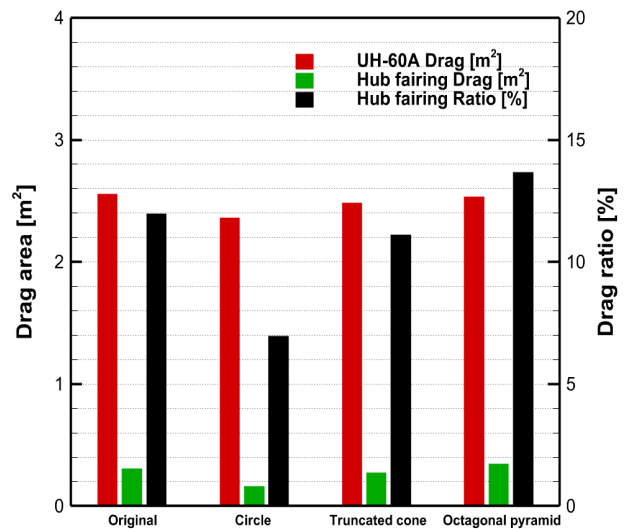


Fig. 11. Drag area and ratio of UH-60A depending on hub fairing shape

Table 6. Comparison of aerodynamics-noise-RCS based on hub fairing shape

	Aerodynamics[22]	Noise[22]	Radar Cross Section(RCS)
Original Hub	<ul style="list-style-type: none"> • 허브 전후방 압력 차가 큼 • 허브 항력 면적은 0.3060 m², 차지하는 비율은 11.95% • 불안정한 허브 유동 	<ul style="list-style-type: none"> • 방위각에 따른 소음이 가장 크게 예측(최대 70 dB 이상) • 헬리콥터의 전후방 위치에서 약 71 dB의 소음 예측 	<ul style="list-style-type: none"> • 산술평균 및 기하평균 RCS 차이를 모두 고려한 경우에 가장 떨어지는 RF 피탐지 성능 • 최대 15 dBsm 이상의 높은 RCS
Circle Fairing	<ul style="list-style-type: none"> • Original 허브 대비 4.9%의 항력 감소 효과 (0.1640 m²) • 전체 항력 대비 차지하는 항력 비율이 가장 작음 	<ul style="list-style-type: none"> • 헬리콥터 아래 위치에서 약 80 dB로 가장 높은 소음 예측 • Original 허브 대비 약 4 dB 소음 증가 	<ul style="list-style-type: none"> • 산술 및 기하평균 차이가 가장 낮음 • 전방에서 Original 허브 대비 6.7655 dBsm의 RCS 감소 효과
Truncated Cone Fairing	<ul style="list-style-type: none"> • 전체 형상에서 차지하는 항력 비율 11.13% • Original 허브 대비 0.82%의 항력 감소 효과 	<ul style="list-style-type: none"> • 전방 아래위치(45°)에서 소음이 약 74 dB로 예측되며 가장 낮게 해석 • Original 허브 대비 2 dB 소음 감소 효과 	<ul style="list-style-type: none"> • 두 편파 모든 경우에서 가장 낮은 RCS로 뛰어난 저감 성능 (Original 허브 대비 -30 dBsm 이상 저감) • 대칭 형상일수록 산술 및 기하평균 차이가 감소
Octagonal Pyramid Fairing	<ul style="list-style-type: none"> • 전후방 압력 차 및 항력이 가장 크게 발생 • Original 허브 대비 1.73% 높은 항력 발생 • 불안정한 페어링 유동 	<ul style="list-style-type: none"> • 전방 아래위치에서 소음이 약 74 dB로 예측되며 Truncated Cone 페어링과 유사함 • Original 대비 2 dB의 소음 감소 효과 	<ul style="list-style-type: none"> • 전후방 및 측면을 제외한 경우 가장 낮은 RCS (Original 허브 대비 -30 dBsm 이상 저감) • 방위각에 따라 높은 RCS 편차로 인해 높은 산술 및 기하평균 차이

Table 7. Performance comparison of original hub and truncated cone fairing

	Drag [N]	Drag area [m ²]	Noise [dB]	RCS [dBsm]	RCS [m ²]
Original Hub	10351	2.5553	77	VV : -1.9178 HH : -2.5343	VV : 0.9748 HH : 0.0825
Truncated Cone Fairing	10060	2.4836	75	VV : -27.844 HH : -20.523	VV : -27.745 HH : -20.461

차로 인한 압력 항력의 영향이 지배적임을 확인하였다.

5.3 공력-소음-RCS 성능 비교

허브 페어링 형상에 따른 공력-소음-RCS의 특성 변화는 Table 6과 같이 정리하였으며, 이를 통해 허브 페어링 형상이 공력 성능 및 피탐지 특성에 미치는 영향성을 확인할 수 있다.

공력 성능 측면, Original 허브와 Octagonal Pyramid 페어링에서 전후방 높은 압력 차로 인한 비교적 높은 항력이 발생하였다. 또한 두 허브 및 페어링을 지나는 유동이 불안정하게 형성되었다. 반대로 Original 허브 대비 Circle 페어링에서 4.9%, Truncated Cone 페어링에서 0.82% 항력 감소 효과를 얻음으로 공력 성능 향상을 기대할 수 있다.

소음 성능 측면, 방위각에 따른 소음이 가장 크게 예측된 Original 허브의 경우 헬리콥터의 전후방 위치에서 약 71 dB를 나타냈다. Truncated Cone 페어링에서 소음은 소음에 가장 노출되기 쉬운 전방 아래 위치인 45°에서 약 74 dB로 가장 낮은 소음을 보였다. Original 허브 대

비 Truncated Cone 및 Octagonal Pyramid 페어링에서 2 dB의 소음 감소 효과를 보여 가장 우수한 성능을 보였다.

RCS 성능 측면, VV 및 HH 편파 두 경우 모두에서 Original 허브의 최대 RCS가 가장 컸으며, 산술 기하 평균의 차이도 크게 발생하여 RF 신호에 대한 피탐지성에 가장 취약한 결과를 보였다. 이와 달리 Truncated Cone 과 Octagonal Pyramid 페어링의 RCS 저감 효과가 가장 뛰어났다.

허브 페어링 형상이 피탐지 성능에 미치는 영향성을 총 두 편으로 나누어 연구하였으며, 공력-소음-RCS를 종합적으로 분석하였다.

Table 7을 통해 Original 허브와 Truncated Cone 페어링 형상에 대한 공력-소음-RCS 성능 비교 결과를 확인할 수 있다. 성능 비교 결과는 Truncated Cone 페어링 형상이 Original 허브 대비 RF, 소음에 대한 저피탐 성능 효과를 얻을 수 있을 것으로 보이며, 낮은 항력으로 인한 기동성 측면에서도 유리한 공력 성능을 보였다. 또한 소음 측면에서도 저감효과를 보여 종합적으로 피탐지성에 유리한 페어링 형상으로 판단된다.

VI. 결 론

본 연구에서는 UH-60A 허브를 기반으로 허브 페어링 형상에 따른 RCS 및 공력 특성을 통합 분석하였다. 허브 페어링이 적용되지 않은 UH-60A의 Original 허브 형상과 Circle, Truncated Cone, Octagonal Pyramid 페어링을 설계하여 전자기 해석과 공력 해석 및 분석을 수행하였다.

방위각과 고도각을 고려한 RCS의 해석 결과 Original 허브 형상을 기준으로 허브 페어링에 따른 RCS를 비교하였다. 방위각의 경우 Circle 페어링과의 차이는 미미하였지만, Truncated Cone과 Octagonal Pyramid에서 최대 40 dBsm 이상의 RCS 저감 효과를 확인하였으며, 고도각에 따라서는 불규칙한 모서리 구조에 의해 Original 허브 형상에서 최대 10 dBsm 이상의 가장 높은 RCS 경향성을 보였다.

산술평균 및 기하평균 RCS 계산법을 사용하여 평균값을 비교하였다. 수직한 모서리가 많은 Original 허브는 VV 편파에서 HH 편파 대비 높은 RCS를 보였으며, Circle 형상의 경우 유사한 결과를 보였으며, Truncated Cone과 Octagonal Pyramid 형상은 수평 모서리 성분이 더 많이 분포하여 HH 편파에서 높은 평균 RCS 특성을 보였다.

허브 페어링을 적용하지 않은 경우, 수십 km 이상의 탐지를 수행할 수 있는 레이더에 매우 취약한 환경에 노출될 수 있다. 이는 페어링 적용을 통해 RF 신호에 대한 저피탐 성능을 높일 수 있을 것으로 보인다.

허브 페어링 형상에 따른 공력 특성을 비교하였다. 전진 비행 시 발생하는 허브 페어링의 압력과 등가평면면적 계산식을 통한 요소 항력을 비교하였다. 고속 유동에 노출되는 면적이 많은 Original 형상의 전진면에서 높은 압력과 항력을 보였다. Circle 형상에서 가장 낮은 항력 및 압력으로 비행체 공력 성능에서는 가장 뛰어난 것으로 판단 된다. Octagonal Pyramid의 형상은 RCS 저감이 뛰어난 성능을 갖지만, 불안정한 유동을 생성하고, 압력과 항력을 증가시킬 우려가 있다. Truncated Cone 형상의 경우 높은 RCS 저감 효과와 비교적 낮은 항력을 나타내었다.

본 연구에서는 항력 및 RCS에 초점을 맞추었지만, 공동으로 수행한 소음 연구와의 비교 결과를 종합적으로 분석하였다. 공력-소음-RCS에 대한 종합 분석을 통해 기동성 및 피탐성을 고려한 형상은 Truncated Cone 페어링으로 판단된다.

향후 헬리콥터의 저피탐 성능을 고려하기 위한 요소로 주요 RF 신호 산란원인 동체의 공력-소음-RCS 특성을 종합적으로 분석할 예정이다. 엔진 Intake 및 Cowling과 같이 평판 요소가 직접적으로 노출되는 부분의 RCS 저감 설계, 동시에 공력 특성의 변화를 분석할 계획이다.

후 기

이 논문은 2024년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술평가연구소의 지원을 받아 수행된 연구입니다(KRIT-CT-23-010), 국방 수직이착륙기 특화연구센터).

References

- 1) Heikell, J., *Electronic Warfare Self-protection of Battlefield Helicopters: A Holistic View*, Helsinki University of Technology, 2005.
- 2) Yoon, J. H., Evolution of the Battlefield in the 2022 Russia-Ukraine War: Unmanned, Mobile, and Networked, Institute for National Security Strategy, No. 348, April, 2022, pp. 1~9.
- 3) Robert, E. B., *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- 4) Linden, A. W., *The RAH-66 Comanche Helicopter: Technical Accomplishment, Program Frustration*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- 5) Misiurewicz, J., Kulpa, K. and Czekala, Z., "Analysis of radar echo from a helicopter rotor hub," *International Conference on Microwaves and Radar*, Vol. 3, 1998, pp. 866~870.
- 6) Zhou, Z., Huang, J., Chen, C. and Zhang, J., "Blunt hub affecting the radar cross section of rotor based on dynamic scattering method," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 236, No. 5, 2022, pp. 854~864.
- 7) Zhou, Z., Huang, J. and Yi, M., "Comprehensive optimization of aerodynamic noise and radar stealth for helicopter rotor based on Pareto solution," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 82, 2018, pp. 607~619.
- 8) Zhou, Z., Huang, J. and Wang, J., "Radar/infrared integrated stealth optimization design of helicopter engine intake and exhaust system," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 95, 2019.
- 9) Zhou, Z. and Huang, J., "X-band radar cross-section of tandem helicopter based on dynamic analysis approach," *Sensors*, Vol. 21 No. 1, 2021, pp. 271.
- 10) Zhou, Z., Huang, J. and Wang, J., "Electromagnetic scattering characteristics of coaxial helicopter based on dynamic transformation method," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 34, No. 2, 2021, pp. 516~528.

- 11) Zhou, Z. and Huang, J., "Study of RCS characteristics of tilt-rotor aircraft based on dynamic calculation approach," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 35, No. 4, 2022, pp. 426~437.
- 12) Alves, M. A., Folgueras, L. C., Martin, I. M., da Silva, R. E. and de Abreu, A. J., "The radar cross section of a military transport helicopter in the X-band," International Microwave and Optoelectronics Conference, 2017, pp. 1~4.
- 13) Song, D. G., Yang, B. J. and Myong, R. S., "Effects of IR reduction design on RCS of UCAV," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 4, 2018, pp. 297~305.
- 14) Yang, B. J., Song, D. G., Kang, Y. S., Jo, J. H. and Myong, R. S., "An optimal aerodynamic and RCS design of a cruise missile," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 47, No. 7, 2019, pp. 479~488.
- 15) Back, S. T., Jang, M. W. and Myong, R. S., "RCS Analysis of an armed helicopter configuration using physical optics method," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 2014, No. 4, 2014, pp. 1104~1106.
- 16) Seo, E. H., *Effect of Configuration of Armed Helicopter on RCS Characteristics in High Frequency Domain*, Gyeongsang National University, MS Thesis, 2013.
- 17) Lee, Y. R., Lee, J. W., Shin, C. M., Kim, J. W. and Myong, R. S., "Particle layer effects on flowfield and infrared characteristics of aircraft exhaust plume," *Journal of Aircraft*, Vol. 59, No. 5, 2022, pp. 1320~1336.
- 18) Altair Feko 2022 User Guide, 2022.
- 19) Seybold, J. S. and Weeks, K. L., "Arithmetic versus geometric mean of target radar cross section," *Microwave and Optical Technology Letters*, Vol. 11, No. 5, 1996, pp. 265~270.
- 20) Ahn, B. J., "A Study on the Recent Analysis Method for the RCS Reduction for Naval Ships," *Journal of Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science*, Vol. 25, No. 3, 2014, pp. 333~338.
- 21) Woo, A. C., Helen, T. G. W. and Michael, J. S., "Benchmark radar targets for the validation of computational electromagnetics programs," *IEEE Antenna and Propagation Magazine*, Vol. 35, No. 1, 1993, pp. 84~89.
- 22) Atkins, R., *Radar Cross Section Tutorial*, IEEE National Radar Conference, 1999.
- 23) Kang, S. U., Choi, S. M., Park, K. T., Myong, R. S. and Lee, H., "Effect of hub fairing shape on low observability of helicopter: I. Noise," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 52, No. 12, 2024, pp. 985~998.
- 24) Oh, S. Y., Park, K. Y., Lee, J. G. and Ahn, S. K., "An experimental study of fuselage drag and stability characteristics of a helicopter configuration," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 9, 2005, pp. 9~15.